文章编号:1000-4939(2023)04-0769-09

仿生多孔翼型后缘自噪声数值研究

雷安鹏,刘勇,余春锦,钟伯文,李克伟

(南昌航空大学飞行器工程学院,330063 南昌)

摘 要:采用大涡模拟(LES)和声比拟(AA)结合的方法,在低马赫数条件下,对 SD7003 多孔翼型自噪声声场进行计算,研究多孔材料在不同来流迎角下对翼型自噪声远场声压的影响规律,并阐述噪声的影响机理。结果表明:LES 与 AA 相结合的方法能够较为准确地计算多孔翼型的边界层特征以及远场声压,且数值模拟结果与实验结果非常吻合。来流迎角为 0°时,多孔翼型整体声压级随着渗透率的减小先减小后增大,渗透率为 5×10^{-11} m^2 时多孔材料的降噪效果最佳。多孔翼型整体声压级随着迎角的增大而增大,但多孔材料的降噪效果随着迎角的增大而减小。多孔材料的存在能够有效地削弱翼型表面的大尺度相干结构,使得翼型表面的 RMS 压强脉动峰值减小,从而抑制翼型远场噪声。

关键词:仿生翼型;后缘;自噪声;多孔介质;降噪机理

中图分类号:V211.3 **文献标志码**:A **DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2023.04.005

Numerical study on bionic porous airfoil trailing edge self-noise

LEI Anpeng, LIU Yong, YU Chunjin, ZHONG Bowen, LI Kewei

(School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, 330063 Nanchang, China)

Abstract: Large eddy simulation (LES) and acoustic analogy (AA) method are combined to calculate the sound field of SD7003 porous airfoil self-noise under the condition of a low Mach number. The influence of the porous materials on the far-field sound pressure of the airfoil self-noise is analyzed under the condition of different angle of attact, and the noise reduction mechanism of the airfoil is explained. The results show that the LES/AA method can not only accurately calculate the boundary layer characteristics and the far-field sound pressure of porous airfoil, but the numerical simulation results are in good agreement with the experimental results. When the angle of attact is 0°, the overall sound pressure level of the porous airfoil decreases first and then increases with the decrease of the permeability, and the noise reduction effect of the porous material is the best when the permeability is 5×10^{-11} m^2. The overall sound pressure level of the porous airfoil increases with the increase of angle of attack, but the noise reduction effect of the porous materials decreases with the increase of angle of attack. The large-scale coherent structures on the airfoil surface are weakened due to the existence of the porous materials, and the peak of the RMS pressure fluc-

收稿日期:2021-07-13 **修回日期**:2021-08-15
基金项目:国家自然科学基金资助项目(地区科学基金)(No. 11962018);航空科学基金资助项目(No. 2018ZA56003)
通信作者:刘勇,副教授。E-mail:liuyong@nchu.edu.cn
引用格式:雷安鹏,刘勇,余春锦,等. 仿生多孔翼型后缘自噪声数值研究[J]. 应用力学学报,2023,40(4):769-777.
LEI Anpeng, LIU Yong, YU Chunjin, et al. Numerical study on bionic porous airfoil trailing edge self-noise[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(4): 769-777.

tuation on the airfoil surface decreases, thus effectively suppressing the airfoil far-field noise.

Key words: bionic airfoil; tailing edge; airfoil self noise; porous material; noise reduction mechanism

低马赫数下,层流来流绕钝体如翼型和圆柱流动后,会与钝体壁面相互作用,在后缘处向远场辐射出气动噪声。因其有很重要的学术和工程价值,几十年来众多学者对其进行了广泛数值和实验研究[1-4]。

对于翼型,HOWE[5]的理论研究表明翼型尾缘边界层内的复杂流动,对气动噪声的产生起关键作用。近些年来,对猫头鹰静音飞行能力进行研究后发现[6-11],可变形、锯齿形以及由多孔介质构建的可渗透壁等仿生方法,可用于对翼型的尾缘进行重新构建,从而对翼型尾缘边界层流动进行控制,达到抑制气动噪声的目的。上述方法在控制翼型气动噪声方面具有一定的潜力,为气动噪声控制提供了新的思想,引起了国内外广大学者的兴趣,乔渭阳等[12]对此进行了详细的论述。

对可渗透壁翼型的研究,始于上世纪 70 年代,文献[13]假设绕翼型流动是势流,翼型的尾缘是由可渗透壁构成,分析了可渗透壁对翼型气动力的影响。之后,可渗透壁被用于翼型跨音速流动的控制,降低波阻[14]。随着对噪声污染的重视以及仿生声学控制技的发展,GEYER 等[8,15]在不同工况下分别对全多孔介质和实体(无多孔介质)的 SD-7003 翼型进行了声学风洞实验,他们发现全多孔介质翼型的整体噪声有明显地降低,但降低的幅值与多孔介质的渗透率有关,中低频噪声降低的幅值最高达到了10 dB,高频部分的噪声却有所升高;全多孔介质翼型的气动性能的损失较大,但随着多孔介质渗透率的减小,气动性能的损失会减小。在此基础上,GEYER 等[16]又使用同样的方法对部分多孔介质翼型进行了实验,结果表明使用多孔介质的区域越大,多孔介质翼型的降噪效果就越明显,但翼型的气动性能却会随之变差,这就说明要同时保证降噪效果与气动性能是比较困难的。

JAWORSKI 等[17]开创性地将 Wiener-Hopf 方法,用于半无限长(前缘趋近于无穷)、可渗透壁、可变形的平板噪声理论研究,发现对于亚音速流动,可渗透壁主要对低频段的噪声产生影响。CAVALIERI 等[18]则对有限长、可渗透壁、可变形的平板用相同的方法进行了理论分析,在此基础上,考虑到实际工程中,全由可渗透壁构成的平板气动效率损失较大,而翼型尾缘对噪声的产生起关键作用。KISIL 等[19]则对 Wiener-Hopf 方法进行了发展,用于有限长、局部(尾缘)可渗透壁的平板的理论研究,没有考虑平板的变形,研究发现平板可渗透和实体两部分之间的交界面可能会导致高频段噪声的增加。

为了减少实验的昂贵成本并作为实验的补充,计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)在被动流动、主动流动以及噪声控制系统的开发中发挥着越来越重要的作用。MARSDEN 等[20]通过无导数优化和大涡模拟(large-eddy simulation, LES)方法分析了多孔边缘几何形状对后缘降噪的影响。LAI 等[21]将多孔介质用于控制空腔气动声学,达到了10 dB的降噪效果。BRUNEAU 等[22]考虑了使用多孔涂层对圆柱周围的涡脱落流动进行被动控制。为了解决传统多孔模型在数值模拟中产生的发散问题,FRINK 等[23-24]将多孔区域的边界条件设置为跳跃条件来计算孔隙度的影响,模拟结果显示该方案是可行的。刘汉儒等[25]在距离 NACA0012 翼型后缘 0.15 ~ 0.07 倍弦长范围内使用多孔介质材料,通过数值模拟对不同来流迎角下后缘多孔翼型噪声问题进行了分析,研究结果显示在较大迎角时,后缘多孔介质能够有效的抑制 1 000 Hz 以下的低频噪声,并且气动性能的损失较小。

目前,通过研究认识到仿生多孔介质翼型,在控制气动噪声方面具有一定潜力。由于多孔介质的存在使得流动、噪声等问题变得非常复杂,离充分理解多孔介质的降噪机理并在工程中得以应用还有较大差距,故还需持续深入探索。本研究采用 LES 与 AA 结合的方法对翼型远场声压进行预测,因飞行器在实际飞行中,来流情况会比较复杂,故本研究在不同来流迎角下,结合近场流场分析了不同频段多孔介质材料的降噪规律,揭示了多孔介质材料的降噪机理,发现多孔介质在复杂来流情况下,仍然能保持较好的降噪效果。

1 数值方法与计算模型

1.1 数值计算方法

本研究基于有限体积法,采用 LES 方法对流场

进行非稳态计算,亚格子模型采用壁面自适应当地涡黏模型(wall-adapting local eddy-viscosity model,WALE),再通过求解二维 FW-H 方程[26]对翼型远场气动噪声进行预测,其中声源相关长度为 20 mm。亚格子模型内的计算亚格子湍流黏度系数 μ_t 的表达式为[27]

$$\mu_t = \rho L_s^2 \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(\overline{S_{ij}}\,\overline{S_{ij}})^{5/2} + (S_{ij}^d S_{ij}^d)^{5/4}} \tag{1}$$

其中,亚格子混合长度 L_s 的表达式为

$$L_s = \min(\kappa d, C_w V^{1/3}) \tag{2}$$

$$S_{ij}^d = \frac{1}{2}(\overline{g}_{ij}^2 + \overline{g}_{ji}^2) - \frac{1}{3}\delta_{ij}\,\overline{g}_{kk}^2, \quad \overline{g}_{ij} = \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} \tag{3}$$

其中:κ 代表冯卡门常数,其数值大小为 0.417 8;d 表示计算点至壁面的最短距离;C_w 代表 WALE 常数,其数值大小为 0.325,常被用于较大范围流动的计算;$V^{1/3}$ 代表当地网格的尺度。声压级的计算公式为[27]

$$L_p = 10\log\left(\frac{P_A}{P_{ref}}\right) \tag{4}$$

其中:$P_{ref} = 10^{-12}$ W/m^3 为参考声功率;P_A 为计算声功率。

多孔介质的动量方程包括内部损失项以及黏性损失项,其添加了一个与速度相关的动量源项,其具体表达式为[27]

$$S_i = \sum_{j=1}^{3} D_{ij}\mu v_j + \sum_{j=1}^{3} C_{ij}\frac{1}{2}\rho |v_j| v_j \tag{5}$$

其中:$\boldsymbol{C}$ 与 $\boldsymbol{D}$ 与分别代表不同的矩阵;S_i 为不同方向的动量源项,在多孔介质的单元内,压降跟流体的流速,存在一定的比例关系。

因本研究所使用多孔介质具有各向同性,所以式(4)就能被简化为

$$S_i = \frac{\mu}{\alpha}v_i + C_2\frac{1}{2}\rho |v_j| v_j \tag{6}$$

其中:C_2 为孔介质的惯性阻力系数;$\frac{1}{\alpha}$ 为黏性阻力系数(α 代表渗透率),黏性阻力与惯性阻力的具体表达式为

$$\frac{1}{\alpha} = \frac{150}{D_p^2}\cdot\frac{(1-\varepsilon)^2}{\varepsilon^3} \tag{7}$$

$$C_2 = \frac{3.5}{D_p}\cdot\frac{(1-\varepsilon)}{\varepsilon^3} \tag{8}$$

其中:ε 为孔隙率;D_p 为平均粒子直径。

1.2　计算模型

以 SD7003 翼型为研究对象,其弦长(C)为 0.235 m,翼型后缘由多孔介质材料构成,在距离翼型前缘 0.8 ~ 1C 处使用多孔介质材料,如图 1 所示,其中多孔区域所占比例较小是为了避免翼型气动特性出现较大的改变。计算中使用了 6 种不同渗透率的多孔介质材料,具体的材料属性如表 1 所示。计算域边界条件设置为远场压力边界条件,翼型壁面设置为无滑移壁面,空间离散项设置为有界中心差分格式,时间离散项设置为有界二阶隐式格式,时间步长 $\Delta t = 2.5\times10^{-5}$ 。本研究噪声数据在翼型的非定常流动出现周期性稳定之后开始采集,采样频率为 40 000 Hz,总采样时间为 1 880 个时间步长,近壁面网格满足 $y^+ \leqslant 1$,$x^+ \leqslant 50$,因此本研究网格能够使用 LES 方法直接求解近壁面处的流动,而无需壁面函数[26]。图 2(a)和图 2(b)分别为翼型全局网格与前缘局部网格分布图,声压探测点位置为(2.14C,12.9C),与文献[8]的测量位置相同。为了确认监测点的整体声压级与远离壁面以及远场网格的尺度无关,分别采用了 5 套不同尺度的网格对实体翼型监测点的总体声压级进行了预测,如图 2(c)所示,结果表明网格总量超过 40 万之后,翼型整体声压级的变化非常小,为了减小计算量并同时保证计算精度,本研究选取网格总量为 40 万的网格进行数值计算。

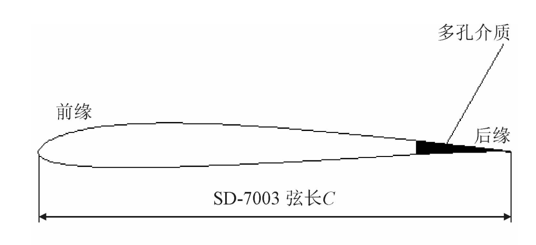


图 1　SD-7003 多孔翼型

Fig. 1　SD-7003 airfoil with porous media

表 1　材料属性

Tab. 1　Material properties

序号	渗透率/m^2	孔隙率
1	4×10^{-9}	0.8
2	4×10^{-10}	0.8
3	1×10^{-10}	0.8
4	5×10^{-11}	0.8
5	2×10^{-11}	0.8
6	5×10^{-12}	0.8

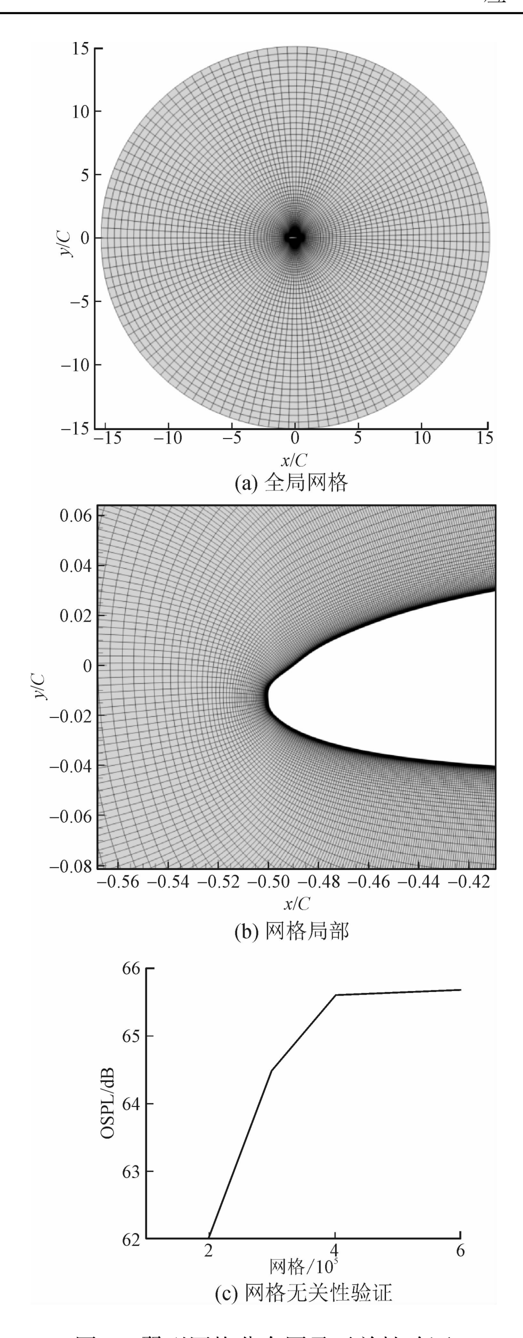


图 2 翼型网格分布图及无关性验证

Fig. 2 Mesh distribution of airfoil and verification of independence

2 计算方法验证

为验证本研究所采用数值方法的可靠性，利用 LES 与 AA 结合的方法对全多孔介质 SD-7003 翼型进行数值模拟，将数值模拟得到的数据与文献[8]的实验数据进行对比分析。其中，多孔区域填充的多孔介质材料的渗透率为 $2\times10^{-9}\,\mathrm{m}^2$，孔隙率为 0.95，来流速度 U_0 为 50 m/s，迎角 $\alpha=0°$，基于弦长的雷诺数为 8×10^5。由图 3 可以看出，数值计算得到的边界层位移厚度与实验数据基本吻合，表明 LES 方法能够比较准确地得到多孔翼型的边界层特征。由图 4 可以看出数值计算得到的 1/3 倍频程频谱曲线与实验数据十分吻合，表明 LES 与 AA 结合的方法能够较为准确地预测多孔翼型的远场气动噪声。

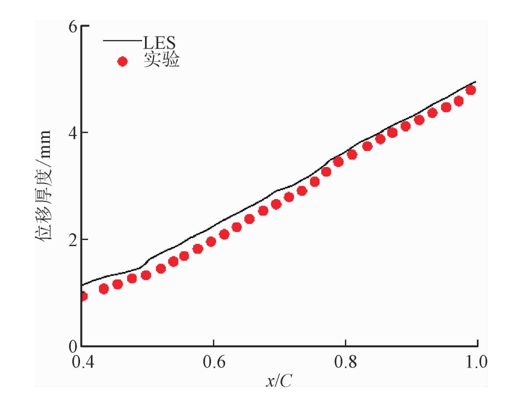


图 3 全多孔翼型上表面边界层位移厚度

Fig. 3 Displacement thickness of surface boundary layer on fully porous airfoil

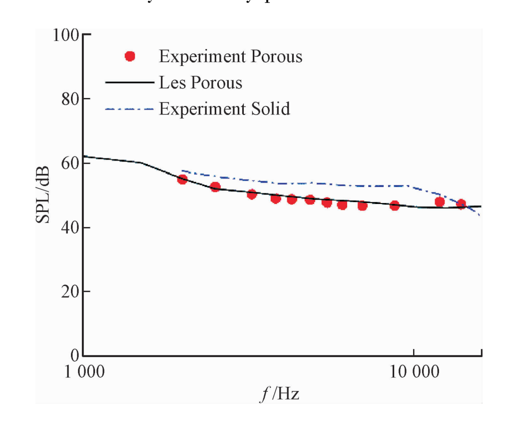


图 4 全多孔翼型 1/3 倍频程中心频率频谱图

Fig. 4 One third octave central frequency spectrum of fully porous airfoil

3 计算结果及分析

在本研究的数值计算中，来流速度 U_0 为 50 m/s，基于弦长的雷诺数为 8×10^5，迎角 α 分别为 0°、2.5°、5°、7.5°、10°。该雷诺数条件下，翼型的边界层流动常处于层流-湍流转捩状态，展向流动一致性较好，和实验结果比较吻合，所以可以用二维近似。由于瞬态计算流场从不稳定状态逐渐发展为准稳态，因此噪声及流场分析无量纲时间选取范围为 $11T\sim21T$ ($T=C/U_0$)。

3.1　对翼型气动性能的影响

由图 5 可知，实体翼型与多孔介质翼型升力系数曲线的斜率均随着攻角的增大而减小，这可能是由于高迎角时，翼型表面对流速度更大，导致翼型的气动损失也更大。由于多孔介质的存在，翼型的升力系数会减小，在高渗透率时多孔介质对翼型的气动性能影响较大，随着渗透率减小，翼型气动性能的损失会减小；低迎角时，多孔介质对翼型气动性能的影响较小，随着迎角的增大，多孔介质翼型的气动损失会增大。

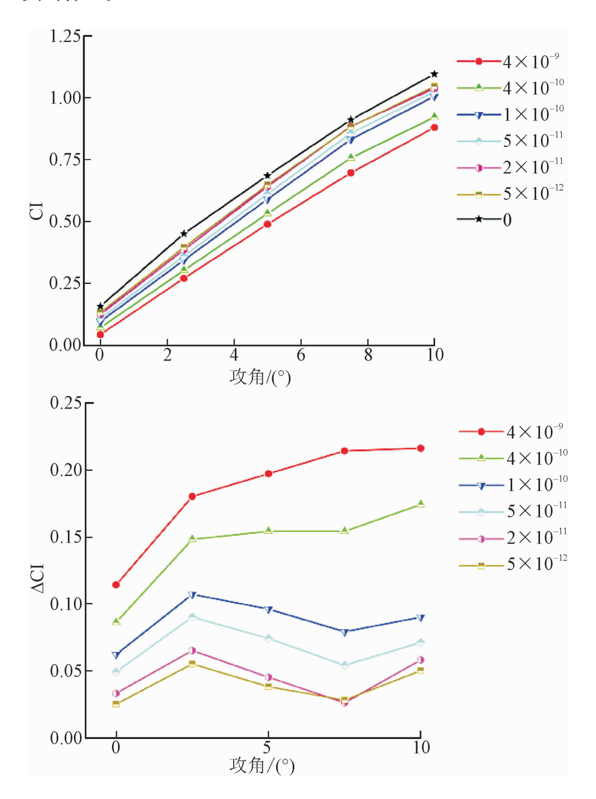


图 5　实体翼型与多孔翼型升力系数图

Fig. 5　Lift coefficient of solid airfoil and porous airfoils

3.2　对翼型远场声压的影响

图 6 显示了来流迎角和多孔材料的渗透率对远场观测点总体声压级的影响。在所取迎角范围内，与实体翼型相比，多孔翼型的总体声压级都会减小；渗透率为 4×10^{-9} m^2 时，多孔翼型与实体翼型的总体声压级差值(ΔOSPL)比较小，说明渗透率较高时，多孔材料降噪效果不明显；随着渗透率减小，ΔOSPL 先增大后减小，这表明多孔材料降噪效果随着渗透率的减小先增强后减弱；渗透率为 5×10^{-11} m^2 的多孔材料在所选取的 6 种多孔材料中降噪效果最佳，迎角为 5°时，降幅达到了 6.6 dB。

多孔翼型及实体翼型的总体声压级都会随着迎角的增大而增大，多孔材料在所取渗透率范围内，ΔOSPL 随着迎角的增大而减小，说明可渗透壁的降噪效果随着来流迎角的增大而减弱。综合考虑降噪效果与气动性能，渗透率为 5×10^{-11} m^2 的多孔材料较适合用于翼型后缘噪声的控制。

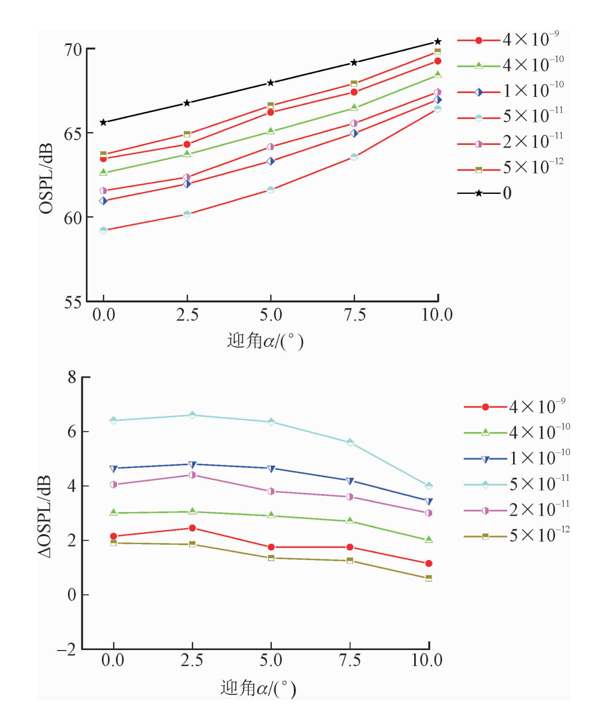


图 6　实体翼型与多孔翼型整体声压级

Fig. 6　Overall sound pressure levels of solid airfoil and porous airfoils

为进一步了解多孔材料的渗透率对远场噪声的影响规律，图 7 显示了渗透率在不同迎角下对远场噪声各频段内声压的影响，ΔSPL 表示可渗透壁翼型与实体翼型的声压差。

低迎角时，频率 10 kHz 附近的高频声压在所取渗透率范围内都有明显的升高，这可能是由于多孔材料的存在使得翼型表面粗糙度增加，与实体翼型光滑表面相比，多孔翼型的摩擦速度和边界层厚度都会增加[28-29]，导致气流流过多孔翼型表面时会增加额外的噪声，使得高频噪声相较于实体翼型有所升高[15]；随着迎角的升高这部分的声压升高的幅值会降低，当迎角大于 5° 后，高频声压甚至会低于实体翼型，这可能是由于高迎角时，气流在翼型前缘处就发生了分离，所以翼型后缘边界层内的速度会减小，因此摩擦速度也会减小，故因表面粗糙度而引起

高频噪声会减小甚至消失。

低迎角时,频率在 3 kHz 附近的中频声压在所取渗透率范围内都有明显的降低,可能是因为多孔材料改变了实体翼型后缘涡脱落,从而使实体翼型声源产生了改变;当迎角增大至 7.5°时,这部分的声压在高渗透率时仍然有所降低,但在低渗透率时这部分的声压会有所升高。

低迎角时,频率在 300 Hz 附近的低频声压在较高渗透率时有所升高,但较低渗透率时有所降低;当迎角增大至 7.5°时,这部分的声压在所取渗透率范围内都有所降低。

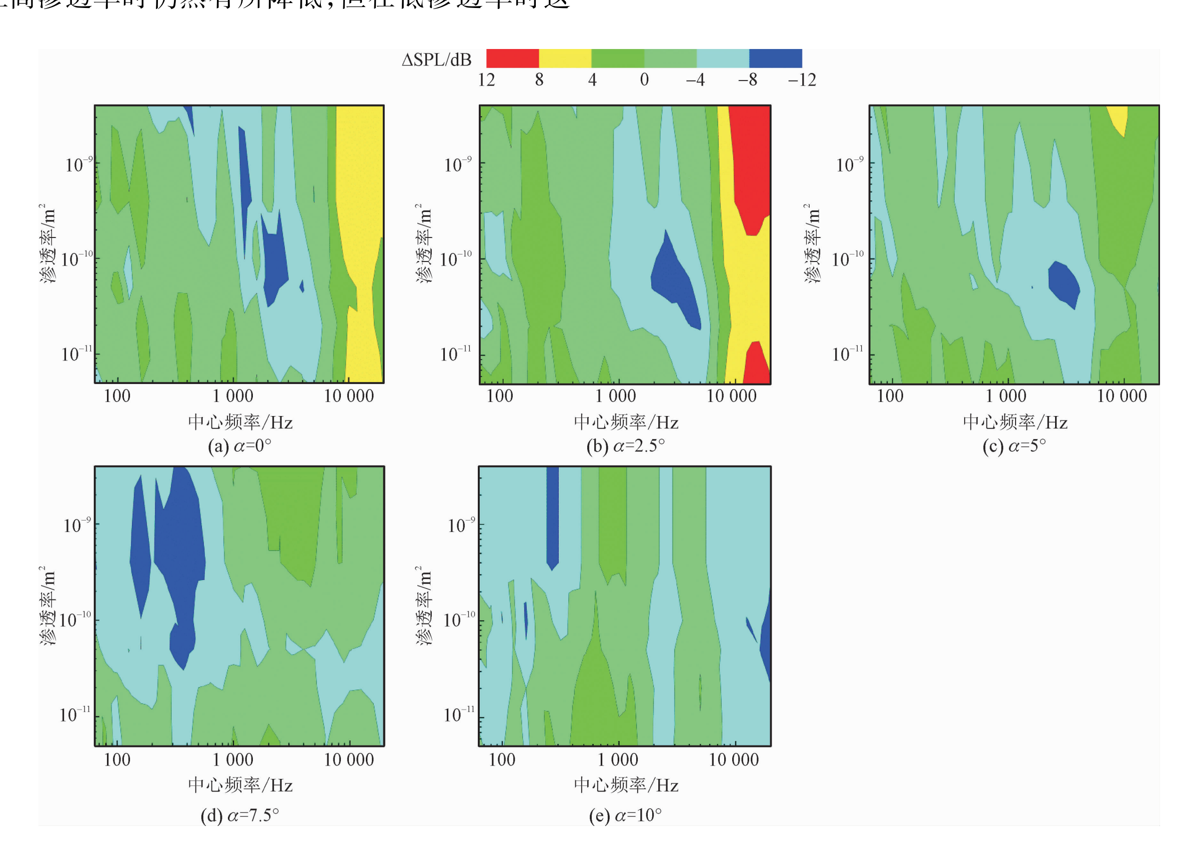


图 7 多孔翼型与实体翼型声压差云图

Fig. 7 Contours of sound pressure difference between porous airfoil and solid airfoil

3.3 噪声影响机理

由于渗透率为 5×10^{-11} m² 时多孔材料对多孔翼型声压级的影响比其它渗透率时更为显著,因此本文下面只对渗透率为 5×10^{-11} m² 的多孔翼型来进行噪声影响机理的分析。

图 8 为 $t=20T$ 时多孔翼型与实体翼型基于弦长与来流速度的无量纲涡量($\bar{\omega}=\omega C/U_0$)云图。层流来流流经翼型表面时,翼型附面层内流动可能会形成大尺度的相干结构或旋涡,进一步发展后,会在翼型尾缘处产生周期性的涡脱落,形成偶极子声源,导致翼型总体声压级突增,声压频率图上会出现峰值。实体翼型和多孔翼型流动的发展和演化过程如图 8 所示。

迎角为 0°时,实体翼型的边界层厚度从翼型前缘逐渐变厚,在实体翼型尾缘附近,可以发现在距离后缘约 0.3C 处,扰动沿着流向出现明显的增长,附面层的涡量也逐渐增长,但在翼面上没有出现涡的脱落;翼型两翼面的涡量在后缘相互作用,并形成旋涡,引起压强周期性变化,从而产生偶极子声源,向远场辐射较强的噪声。随着迎角的增大,附面层涡量出现明显增长的位置会沿吸力面逐渐向前缘移动,吸力面大尺度相干结构的尺度会逐渐变大,并且大尺度相干结构形成的位置也会沿吸力面向前缘移动。

将翼型的实体后缘换成多孔介质后缘后,翼面后缘附近流动的扰动和涡量的演化、发展过程都发生了变化。迎角为 0°时,多孔介质对翼型多孔介质

部分(0.8～1C)的流动影响较大,对上游部分流动的影响较小;相比于实体翼型,由于多孔介质的存在,多孔翼型边界层位移厚度会变薄,扰动会变强,边界层流动不稳定性增加,导致集中涡到达可渗透壁起始位置时,涡量增长变缓,但更容易脱落。随着迎角的增大,多孔介质对翼型上游部分流动的影响也变得更为明显;高迎角时,原本存在于实体翼型吸力面的大尺度相干结构由于多孔介质的存在,将会被有效的抑制,尺度会明显减小。

实体翼型与多孔介质翼型吸力面压强脉动的均方根值(root mean square,RMS)沿弦向的发展如图 9 所示,当迎角为 0°时,实体翼型在 55% 弦长位置附近,吸力面流动扰动均呈指数增长,说明翼面强剪切流动出现了无黏 K-H 不稳定,导致流动失稳。扰动沿着弦向增长到一定程度后,因为翼型后缘的散射作用,向远场辐射出噪声;多孔介质翼型压强脉动的发展趋势虽然和实体翼型大致相同,但由于多孔介质的存在,原本存在于实体翼型后缘处的 RMS 压强脉动高峰值被有效地削弱了,所以能有效地抑制翼型远场噪声。

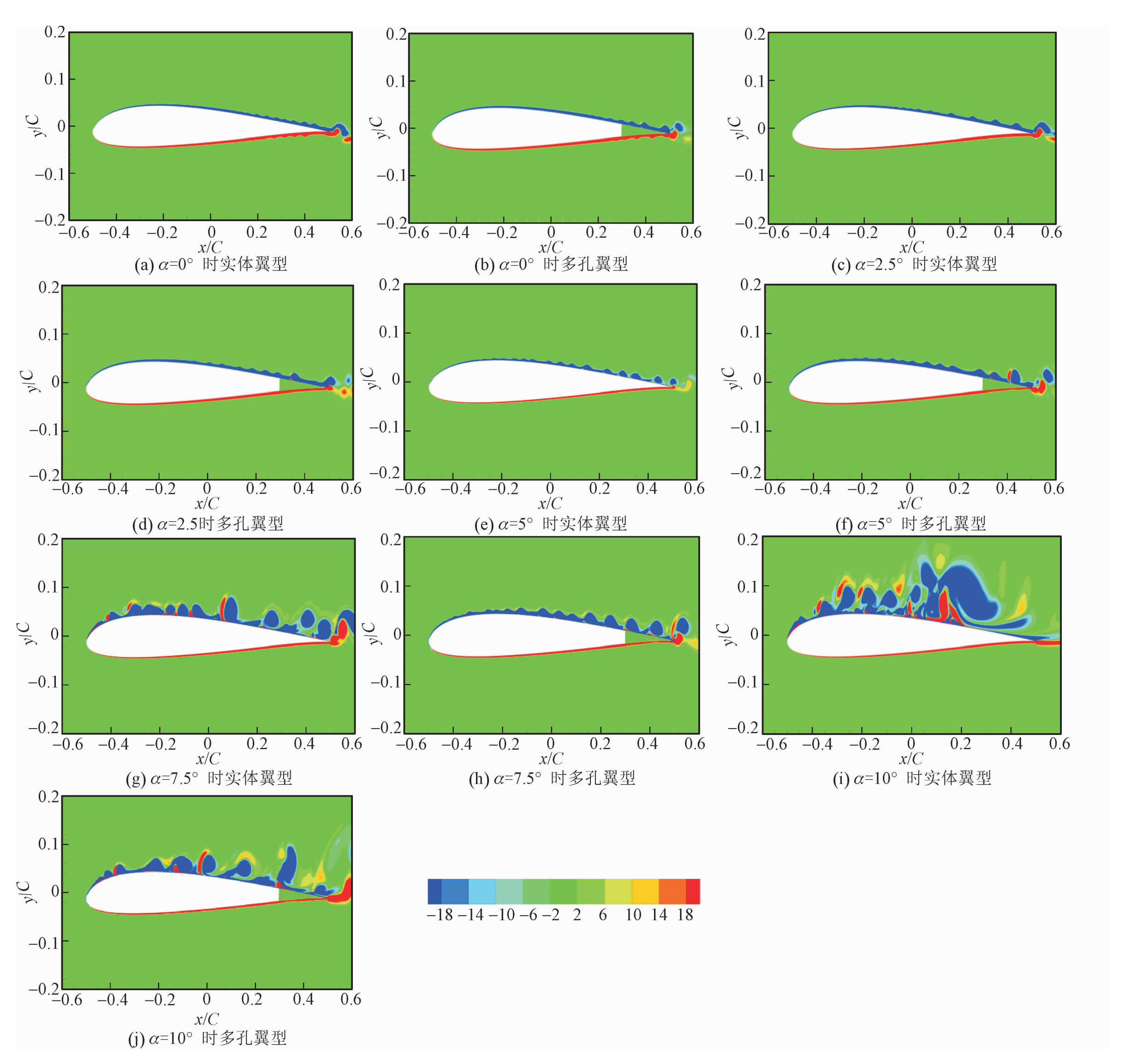


图 8　不同迎角下翼型瞬态涡量图

Fig. 8　Instantaneous vorticity contours of airfoils at different angles of attack

随着迎角的增大,实体翼型与多孔介质翼型吸力面流动扰动均呈指数增长的位置均会向翼型前缘移动,当迎角达到 7.5°后,实体翼型 RMS 压强脉动在前缘处存在一个非常高的峰值;原本存在于实体翼型前缘处的 RMS 压强脉动高峰值,由于多孔介质的存在,被有效地削弱了,故能够抑制翼型远场噪声。

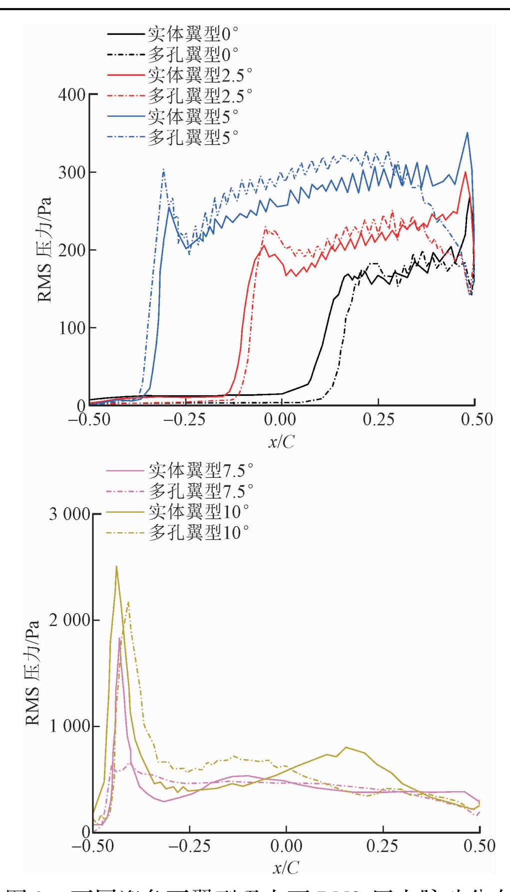


图 9 不同迎角下翼型吸力面 RMS 压力脉动分布

Fig. 9 RMS pressure fluctuation distribution of airfoils suction surface at different angles of attack

4 结 论

本研究以 SD7003 翼型为研究对象,采用 LES 与 AA 相结合的方法对流场和声场进行了数值模拟,分析了不同迎角下多孔介质对翼型远场自噪声的影响规律,并结合近场流场进行了讨论,得到如下结论。

1)多孔材料的降噪效果随着渗透率的降低先增强后减;多孔材料在高迎角时的降噪效果要弱于在低迎角时的降噪效果;渗透率为 5×10^{-11} m^2 的多孔材料在所取的迎角范围内,降噪效果均优于其他 5 种多孔材料。

2)低迎角时,在所取渗透率范围内,频率在 10 kHz附近的高频声压均有明显的升高;频率在 3 kHz附近的中频声压均有明显的降低;频率在 300 Hz附近的低频声压高渗透率时有所升高,但低渗透率时有所降低。高迎角时,在所取渗透率范围内,频率在 10 kHz 附近高频声压均会降低;频率在 3 kHz附近的中频声压,在高渗透率下可能会升高;频率在 300 Hz 附近的低频声压均有所降低。

3)低迎角时,多孔介质主要影响翼型后缘附近的流动,其能够减小翼型吸力面与压力面的压差,使得多孔翼型吸力面后缘处的 RMS 压强脉动峰值相对于比实体翼型明显减小,所以能有效抑制翼型远场噪声。高迎角时,多孔介质对翼型前缘附近的流动也有较为明显的影响,其能够削弱实体翼型前缘处大尺度相干结构与壁面的相互作用,使得实体翼型吸力面前缘处 RMS 压强脉动峰值明显减小。

参考文献:

[1] ARBEY H,BATAILLE J. Noise generated by airfoil profiles placed in a uniform laminar flow[J]. Journal of fluid mechanics,1983,134:33-47.

[2] 余雷,宋文萍. 风力机翼型气动噪声非线性声学计算[J]. 空气动力学学报,2013,31(2):266-272.
YU Lei, SONG Wenping. Aerodynamic noise prediction for wind turbine airfoils using non-linear acoustics solvers[J]. Acta aerodynamica Sinica,2013,31(2):266-272(in Chinese).

[3] WANG M,FREUND J B,LELE S K. Computational prediction of flow-generated sound[J]. Annual review of fluid mechanics,2005,38(1):483-512.

[4] 许思为,李伟鹏. 雷诺数对机翼尾缘噪声的影响[J]. 空气动力学学报,2019,37(3):382-392.
XU Siwei, LI Weipeng. Reynolds number effects on tonal noise generation from an airfoil[J]. Acta aerodynamica Sinica,2019,37(3):382-392(in Chinese).

[5] HOWE M S. Acoustics of fluid-structure interactions[M]. Cambridge:Cambridge University Press,1998.

[6] GRAHAM R R. The silent flight of owls[J]. The aeronautical journal,1934,38(286):837-843.

[7] GE C J,ZHANG Z H,LIANG P,et al. Prediction and control of trailing edge noise based on bionic airfoil[J]. Science China technological sciences,2014,57(7):1462-1470.

[8] GEYER T,SARRADJ E,FRITZSCHE C. Measurement of the noise generation at the trailing edge of porous airfoils[J]. Experiments in fluids,2010,48(2):291-308.

[9] NELSON P A. Noise generated by flow over perforated surfaces [J]. Journal of sound and vibration,1982,83(1):11-26.

[10] 刘汉儒,陈南树. 多孔渗透结构影响尾缘噪声的试验[J]. 航空学报,2017,38(6):32-42.
LIU Hanru, CHEN Nanshu. Test on effects of porous permeable section on trailing edge noise[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2017,38(6):32-42(in Chinese).

[11] GEYER T F,SARRADJ E. Self noise reduction and aerodynamics of airfoils with porous trailing edges[J]. Acoustics,2019,1(2):393-409.

[12] 乔渭阳,仝帆,陈伟杰,等. 仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展[J]. 空气动力学学报,2018,36(1):98-121.

QIAO Weiyang, TONG Fan, CHEN Weijie, et al. Review on aerodynamic noise reduction with bionic configuration[J]. Acta aerodynamica Sinica, 2018, 36(1): 98-121 (in Chinese).

[13] VENTRES C S, BARAKAT R. Aerodynamics of airfoils with porous trailing edges[J]. Aeronautical quarterly, 1979, 30(2): 387-399.

[14] CHEN C L, CHOW C Y, VAN DALSEM W R, et al. Computation of viscous transonic flow over porous airfoils[J]. Journal of aircraft, 1989, 26(12): 1067-1075.

[15] GEYER T, SARRADJ E, FRITZSCHE C. Porous airfoils: Noise reduction and boundary layer effects[C]//15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Reston, VA, USA: AIAA, 2009: AIAA 2009-3392.

[16] GEYER T, SARRADJ E. Trailing edge noise of partially porous airfoils[C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2014: AIAA 2014-3039.

[17] JAWORSKI J W, PEAKE N. Aerodynamic noise from a poroelastic edge with implications for the silent flight of owls[J]. Journal of fluid mechanics, 2013, 723: 456-479.

[18] CAVALIERI A V G, WOLF W R, JAWORSKI J W. Numerical solution of acoustic scattering by finite perforated elastic plates[J]. Proceedings of the Royal Society a: Mathematical, physical and engineering sciences, 2016, 472(2188): 20150767.

[19] KISIL A, AYTON L J. Aerodynamic noise from rigid trailing edges with finite porous extensions[J]. Journal of fluid mechanics, 2018, 836: 117-144.

[20] MARSDEN A L, WANG M, DENNIS J E, et al. Trailing-edge noise reduction using derivative-free optimization and large-eddy simulation[J]. Journal of fluid mechanics, 2007, 572: 13-36.

[21] LAI H X, LUO K H. A conceptual study of cavity aeroacoustics control using porous media inserts[J]. Flow turbulence and combustion, 2008, 80(3): 375-391.

[22] BRUNEAU C H, MORTAZAVI I. Numerical modelling and passive flow control using porous media[J]. Computers & fluids, 2008, 37(5): 488-498.

[23] FRINK N T, BONHAUS D L, VATSA V N, et al. Boundary condition for simulation of flow over porous surfaces[J]. Journal of aircraft, 2003, 40(4): 692-698.

[24] KHORRAMI M R, LI F, CHOUDHARI M. Novel approach for reducing rotor tip-clearance-induced noise in turbofan engines[J]. AIAA journal, 2002, 40(8): 1518-1528.

[25] 刘汉儒,王掩刚,张俊. 尾缘多孔结构流动控制影响的数值研究[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(1): 103-108.
LIU Hanru, WANG Yangang, ZHANG Jun. Numerical simulation of the effects of porous-trailing-edge on flow control[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(1): 103-108 (in Chinese).

[26] GEORGIADIS N J, RIZZETTA D P, FUREBY C. Large-eddy simulation: Current capabilities, recommended practices, and future research[J]. AIAA journal, 2010, 48(8): 1772-1784.

[27] ANSYS Inc. ANSYS help 19.0: Fluent theory guide[M]. Pennsylvania: ANSYS Inc, 2018.

[28] LIU Y, DOWLING A P. Assessment of the contribution of surface roughness to airframe noise[J]. AIAA journal, 2007, 45(4): 855-869.

[29] LIU Y, DOWLING A P, SHIN H C. Measurement and simulation of surface roughness noise using phased microphone arrays[J]. Journal of sound and vibration, 2008, 314(1/2): 95-112.

（编辑　史淑英）